

文章编号: 1000-8055(2007)03-0390-06

一种平面埋入式进气道的地面工作特性及流态特征

孙 姝, 郭荣伟, 伍贻兆

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 对一种平面埋入式进气道的地面工作特性进行了实验研究, 结合数值仿真技术, 分析了地面工作状态下该类进气道的流态特征, 并探讨了其出口总压图谱的形成成因。结果表明: (1) 虽然进气道出口截面的二次流较弱, 但通道内却存在强的以对涡为特征的旋流, 该对涡因埋入式进气道进口侧棱的存在而产生, 与后唇口前缘的气流分离共同导致了进气道出口截面的大面积低总压区; (2) 地面工作状态下, 埋入式进气道的总压恢复系数随出口马赫数的上升而下降, 周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数则随着出口马赫数的增加而增加。在相同的出口马赫数下, 地面工作状态的总压恢复系数高于飞行状态, 各种畸变指数也明显偏高。但当发动机的进口工作马赫数为 0.35 左右时, 进气道出口截面的综合畸变指数 w 小于 10.0%, 满足常规发动机的稳定工作要求; (3) 计算和实验结果对比表明, 所得到的进气道出口总压恢复系数相对误差在 1.2% 以内, 但畸变指数整体偏大。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 平面埋入式进气道; 地面工作状态; 对涡; 总压恢复系数
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Experimental and computational study of a submerged inlet on the plane surface under ground running

SUN Shu, GUO Rong-wei, WU Yi-zhao

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Utilizing the combined experimental and computational method, the aerodynamic performance and internal flow pattern of a submerged inlet on the plane surface under ground running are obtained in this paper. Results indicate that: (1) The secondary flow at the cross sections behaves as two counter-rotating vortices which are originated by the side edge of the entrance. The ongoing vortex pair interacts with the separated flow near the aft lip of the inlet and results in the low total pressure region at the bottom surface of the exit. (2) With the ascent of Mach number at the exit, both the total pressure loss and distortion index increases. In spite of a remarkable shift of the distortion index under ground running, compared with high speed wind tunnel tests, the synthesis distortion index is kept below 10.0% at the maximum RPM which does not threaten the stable operation of the engine. (3) The CFD results agree well with the experiment and the relative errors of the total pressure coefficient is less than 1.2% though the distortion index by CFD is a bit higher.

Key words: aerospace propulsion system; submerged inlet on the plane; ground running; vortex pair; the synthesis distortion

收稿日期: 2006-06-28; 修订日期: 2006-11-15

作者简介: 孙 姝(1979-), 女, 汉族, 安徽芜湖市, 博士后, 主要从事高超声速飞推一体化、内流空气动力学的计算和实验. E-mail:

sunshu@nuaa.edu.cn, Tel: 025-84893476.

由于埋入式进气道具有诸多优点,自 1945 年 NACA 埋入式进气道^[1-3]问世以来,就吸引了研究学者的广泛关注,相关研究文献不断涌现,且大量的研究工作集中在设计和实验研究方面^[4-9].近年来,随着计算机技术的迅猛发展,数值仿真技术成为研究埋入式进气道的另一有力工具^[10-15].文献[15]结合风洞试验手段和数值仿真技术,揭示了埋入式进气道内的复杂流动现象,并提供了接近工程实用的埋入式进气道设计技术.但是上述研究都主要涉及对埋入式进气道飞行状态方面,而对其地面工作状态的研究国内外尚未见文献报道.当埋入式进气道应用于无人机等一类飞行器时,地面状态是该类飞行器起飞必须经历的一个状态.在地面状态时,发动机工作在大抽气状态,进气道出口流场比其他工作状态恶劣,可能会影响发动机的正常工作.因此,有必要研究埋入式进气道的地面工作特性,为发动机提供埋入式进气道地面状态的使用依据.

本文对一种平面埋入式进气道的地面工作状态开展了数值仿真和试验研究,探讨了地面状态下埋入式进气道内的复杂流动现象,获得了不同出口马赫数下进气道的性能参数,为发动机提供了该类进气道的使用依据.

1 研究方法

1.1 实验系统

地面实验是在南京航空航天大学内流研究中心的吸气式实验台上进行的.整个实验系统由抽气系统、实验模型和测量系统三部分组成(图 1).其中抽气系统包括真空泵、管路系统、流量控制阀门等.为了获得较宽范围的进气道出口马赫数,该实验使用了两台真空泵,其合计功率近 200 kW,抽气流量达 1 kg/s.进气道的不同出口马赫数是通过调节旁路阀门的开度而实现的.

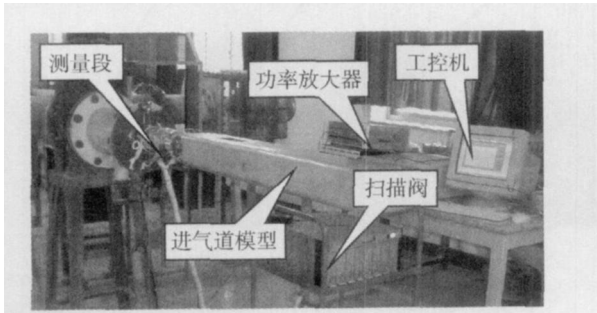


图 1 吸气式试验台

Fig. 1 Air-pumping System

模型总长约为 1 000 mm,埋入式进气道位于梯形弹身的下腹平面上,其前缘距离弹身的最前点距离为 12D.进气道的总长度为 4.5D,出口中心的偏距(即出口中心到弹身腹部平面的距离)为 0.87D,其中 D 为进气道出口直径.此外,该方案的进口侧棱角 ξ 为 4.0°,前唇口导流角 ψ 为 23°,后唇口特征参数 θ 为 30°,其余构型参数参见文献[9].

实验测量系统包括实验模型测量段、压力扫描阀、功率放大器和工控机.压力扫描阀的各通道与测量靶的静压探针和总压探针相连,其信号输出口则与计算机内置的网卡相连,通过计算机输入命令读取、转换、存储稳态压力值.在进气道的出口截面上放置了一“米”字形总压测量靶,总压靶上有 8 根辐条,每根辐条上分布 5 根总压探针,加上中心处的总压探针,共计 41 根测压探针来测量稳态总压.另外,在总压靶的四周侧壁开有 4 个静压测量孔,用来获得计算进气道性能时所必须的出口截面静压值.进气道出口截面的上部和下部还布置了两根装有 XCQ-062-25A 型 Kulite 动态传感器的脉动压力探针.动态传感器所感受到的压力信号经过功率放大器放大后,传输到 9114A/D 数模转换卡被计算机采集.

1.2 数值方法

考虑到在地面抽吸状态下气流从四面八方被吸入进气道,有必要选取较大的计算域,以保证计算边界上气流所受扰动较小.图 2 给出了整个计算域的网格分布.研究过程中采用以六面体单元为主的网格对流动区域进行划分.整个计算域被分成多个子区域,各个子域相互对接构成复杂的流动区域.在边界条件给定方面,除了半圆柱形计

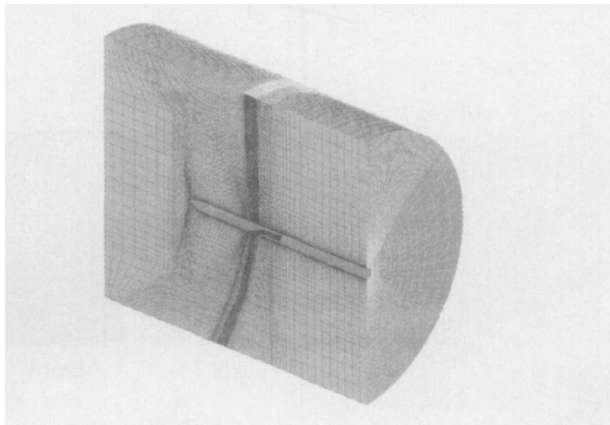


图 2 地面状态整个计算域网格

Fig. 2 Grids of the submerged inlet on the plane surface

算域的边界条件为压力进口边界以外,其它边界条件类型均与飞行状态一致^[15].

在数值求解的过程中,本文采用 MacCormack 等人提出的有限体积法对雷诺平均后的三维 N-S 方程进行求解.其中,无粘对流通量采用基于 MUSCL 插值的 Roe 格式进行裂解,粘性通量采用二阶中心差分格式进行离散,而时间推进则使用 LU-SGS 隐式方法.研究中的湍流模型选用了标准 $k-\omega$ 模型,近壁区则采用了壁面函数法处理.

2 结果分析与讨论

2.1 内流场结构

图 3 所示为地面状态下埋入式进气道出口截面的总压恢复系数分布图谱.其中 (a) 是 $Ma_e = 0.40$ 时的实验结果;(b) 是 $Ma_e = 0.35$ 时的实验结果;(c) 是 $Ma_e = 0.35$ 时的计算结果.该图显示,地面状态下埋入式进气道的出口总压分布明显不同于飞行状态^[9].对比图 (a) 和 (b) 可知,在不同的出口马赫数下进气道出口截面高、低总压区的分布较为一致,高总压区均集中在大曲率半径侧而低总压区集中在进气道的小曲率半径侧,且形状接近一扇形,由此不难推测地面状态下出口流场畸变较大.由图 3 还可以看出,实验结果与数值模拟结果的高总压区位置及范围相当吻合,而

且数值也比较接近,但是计算所获得的低总压区范围较大.

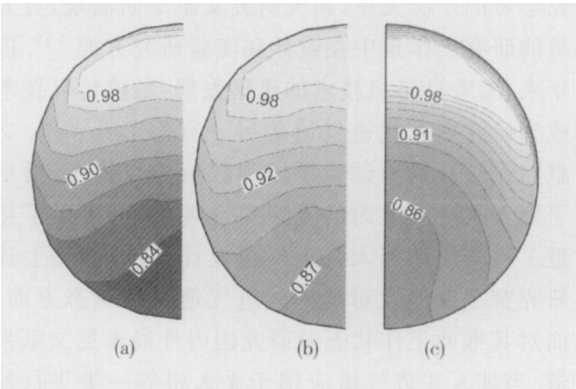


图 3 地面状态下进气道出口截面的总压恢复分布图谱
Fig. 3 Contours of total pressure recovery at the exit of the inlet

图 4 给出了地面状态下 $Ma_e = 0.35$ 时进气道出口截面(6 号截面)以及沿程各截面(1~5 号面)的二次流矢量图和总压等值分布图,以分析进气道的内流场结构和出口低总压区的形成原因.图 4 中各横截面均沿进气道中心线的法线方向,观测方向为顺流流向.可以看出,进气道出口截面二次流的速度均远小于 40 m/s 且未发现明显旋涡存在,这显然不同于埋入式进气道飞行状态的出口旋流.然而进气道内通道却存在强的二次流动,且发展较为复杂.

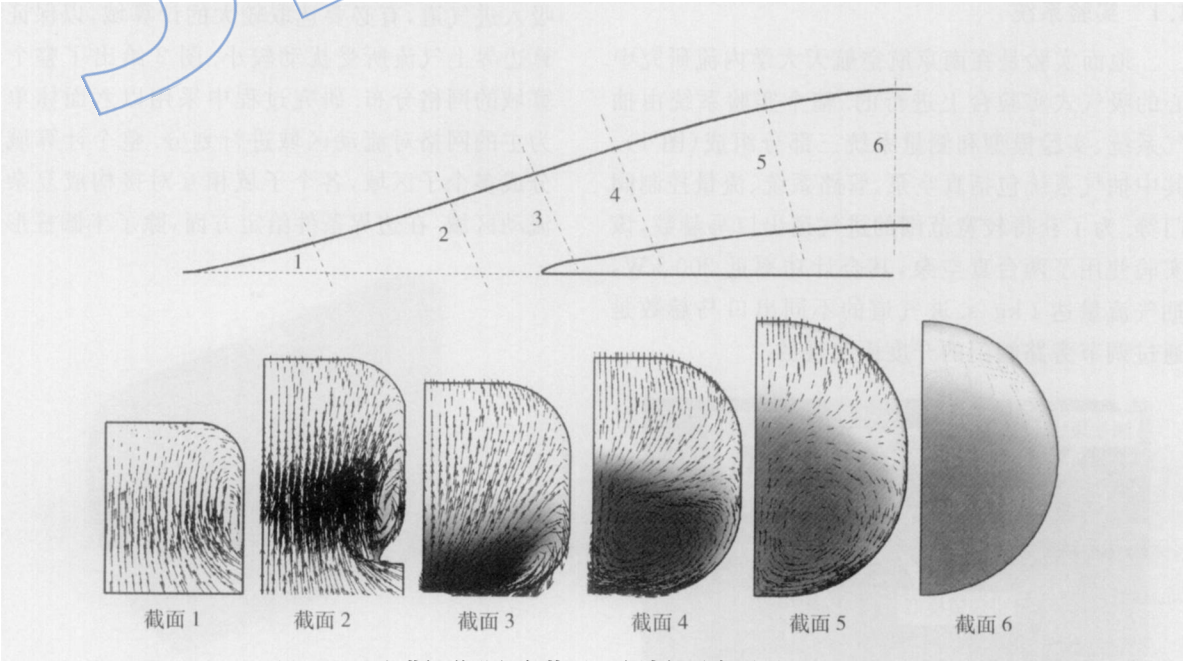


图 4 埋入式进气道沿程各截面二次流矢量发展图

Fig. 4 Development of the secondary flow in the duct

图4清晰地展示了进气道内沿程各截面二次流的发展过程.由于地面状态下,进气道处于大抽吸状态,气流被发动机从埋入式进气道进口的各个方向卷入内管道.在进口段,两侧侧棱的存在促使了一对反向旋转对涡^[15-18]的形成.该旋涡的中心为低总压区,其自身还将壁面附近的低能气流流向进气道两侧棱附近的背风侧堆积,因而形成了明显的低能量集中区.随后气流向下游移动,持续的进口侧棱使得该对涡沿流向不断累积、增强.由截面2的二次流及总压分布可知,背风侧的对涡显著增强,低总压区范围扩大且数值进一步降低.当气流完全进入内通道,该对涡的发展脱离了进口侧棱的直接干扰,此时内通道型面变化以及气流粘性的影响开始占据主导地位.

结合图5可以看出该对涡对内通道流态的显著影响.由对称面的马赫数分布及矢量图可以看出,埋入式进气道后唇口附近过大的气流折转角使得该区域气流难以跟随通道内型面,导致了后唇口前缘附近局部分离包的出现(图5中的A区),并在此处形成一低速低压区.该低压区的存在吸引了刚脱离侧棱影响的对涡向进气道下方(小曲率半径侧)并同时向进气道对称面移动,低总压也随之而动(图4中的截面3).正是由于这一对旋涡由进气道两侧向对称面下方的运动,其所带来的气流补充作用使得进气道后唇口附近刚刚出现的小面积分离迅速再附(图5中的B区).在图5中的B区,可以看出气流具有明显的向上分速度,而向下游的流速却很小,这充分表明该处的流动特征由两侧对涡的诱导作用所决定.另外,由于B区的气流是由侧棱旋涡中的气流补充,而并未有高能流加入,故总压较低.

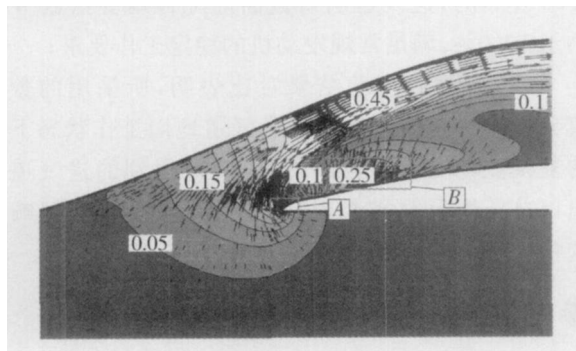


图5 埋入式进气道进口附近马赫数和矢量分布图谱

Fig. 5 Distribution of the Mach number and the velocity vector at the entrance of the inlet

在截面3之后,对涡与固壁的干涉作用加剧,其涡心开始上抬,并向对称面靠拢(截面4).此

外,在粘性的扩散作用下,该对涡的影响范围不断扩大,裹入了越来越多的流体,并导致了大的掺混损失使得截面下方的总压进一步降低.在截面4以后,粘性的作用一方面使得旋涡的尺度进一步扩大,另一方面又因固壁的存在而带来显著的阻尼效果,因此在随后的截面5、截面6上的流动特征表现为对涡涡量持续下降,而低总压流动占据了截面的大部分区域.

综上所述,所研究的埋入式进气道在地面状态下虽然出口截面的二次旋流较弱,但通道内却存在强的以对涡为特征的旋流,该对涡因埋入式进气道进口侧棱的存在而产生,与后唇口前缘的气流分离共同导致了进气道出口截面的大面积低总压区

2.2 流量特性曲线

图6给出了地面状态下数值仿真和实验所获得的平面埋入式进气道的总压恢复系数随着出口马赫数的变化曲线.可以看出,无论是曲线的变化规律还是具体数值,计算结果与风洞实验数据均吻合得相当好,研究范围内进气道出口总压恢复系数的最大相对误差在1.2%以内.另外,随着出口马赫数的增高,由于内通道的摩擦损失以

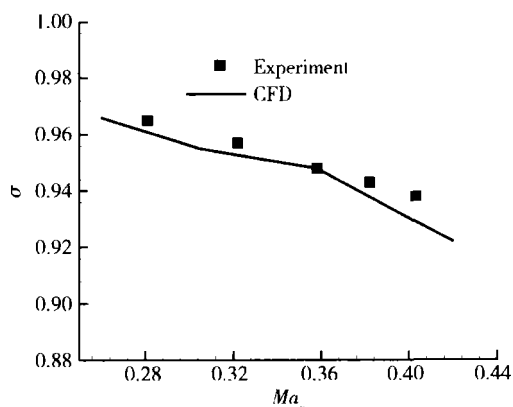


图6 随 Ma_e 的变化曲线

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient versus Mach number at the exit

及后唇口附近气流分离导致的总压损失也随之增加,因而进气道的总压恢复系数逐渐下降,这一趋势恰与飞行状态时的流量特性规律相反^[9,15].

图7为地面状态下进气道周向畸变指数随出口马赫数变化规律的数值模拟结果和实验结果对比.总的说来,两者的曲线变化趋势基本一致,但数值模拟所得到的周向畸变指数整体偏大,这主要是由于计算所得到的出口低总压区偏大的缘

故.此外,该图显示,在地面工作状态下,进气道周向畸变指数随出口马赫数的增加不断增加,且其数值与飞行状态相比明显偏高^[9].

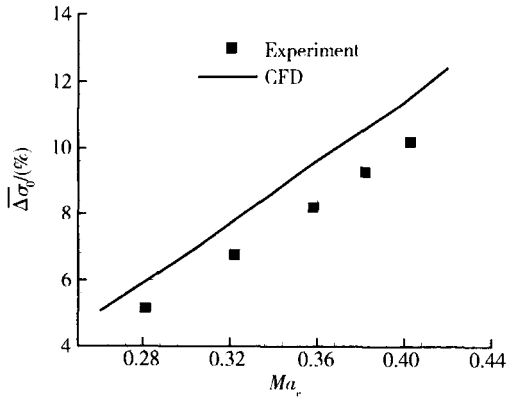


图 7 $\Delta\sigma$ 随 Ma_e 的变化曲线

Fig. 7 Circular total pressure distortion coefficient versus Mach number at the exit

图 8 给出了地面试验所获得的进气道出口紊流度随出口马赫数的变化曲线,可以看出,实验范围内紊流度随出口马赫数的增大而增大,但均维持在 2.0 %以内.图 9 为综合畸变指数 w 随出口马赫数的变化曲线.该图表明,随着 Ma_e 从 0.2 变化到 0.40,综合畸变指数逐渐上升,从 3.6 %变化到 12.2 %.若地面工作时发动机的进口马赫数在 0.35 附近,此时虽然综合畸变指数偏大,但其值仍小于 10 %,因此一般不会给发动机的安全工作带来威胁.

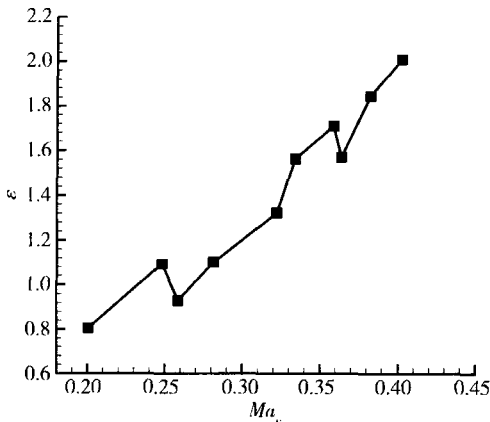


图 8 ε 随 Ma_e 的变化曲线

Fig. 8 Turbulence Intensity versus Mach number at the exit

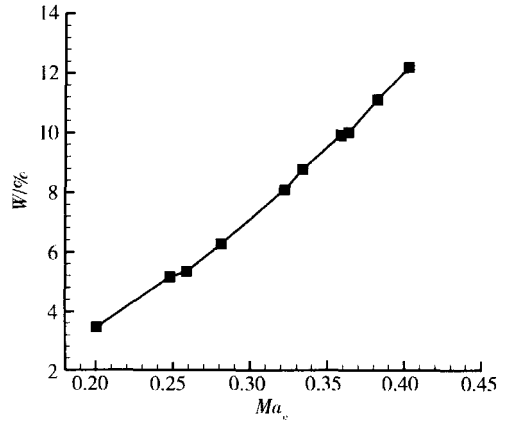


图 9 w 随 Ma_e 的变化曲线

Fig. 9 Synthesis distortion coefficient versus Mach number at the exit

4 结 论

对一种平面埋入式进气道的地面工作状态下进行了数值模拟和实验研究,得到如下结论:

(1) 虽然进气道出口截面的二次流较弱,但通道内却存在强的以对涡为特征的旋流且发展过程较为复杂,该对涡因进口侧棱的存在而产生,与后唇口附近的气流分离共同导致了进气道出口截面的大面积低总压区;

(2) 地面工作状态下,埋入式进气道的总压恢复系数随出口马赫数的上升而下降,周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数则随着出口马赫数的增加而增加.在相同的出口马赫数下,地面工作状态的总压恢复系数高于飞行状态,各种畸变指数也明显偏高.但当发动机的进口工作马赫数为 0.35 左右时,进气道出口截面的综合畸变指数 w 小于 10.0 %,满足常规发动机的稳定工作要求;

(3) 计算和实验结果对比表明,所采用的数值分析方法在模拟埋入式进气道地面工作状态下的复杂流场时具有较高的精度,所得到的进气道出口总压恢复系数相对误差在 1.2 %以内,但畸变指数整体偏大.

参考文献:

[1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. 1st ed., AIAA Education Series, Collins Professional and Technical Books, New York:1985.

[2] Randall L M, Mossman E A. An experimental investigation of the design variables for NACA[R]. NACA RM-A7130, Jan., 1948.

[3] Frick C W, Davis W F. An experimental investigation of

- NACA submerged-duct entrances[R]. NACA ACR-5120, Nov. ,1945.
- [4] 郭荣伟,刘少永. 埋入式进气道设计[J]. 南京航空航天大学学报,2002,33(1):8-12.
GUO Rongwei,LIU Shaoyong. Design of submerged inlet [J].Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2002,33(1):8-12.
- [5] 余安远,郭荣伟. 一种隐身外形弹体下埋入式进气道的进气机理与低速实验研究[J]. 空气动力学报,2003,21(2):182-188.
YU Anyuan, GUO Rongwei. Air-admission mechanism and low speed tunnel test of a submerged inlet with low RCS missile body[J]. Acta Aerodynamic Snica,2003,21(2):182-188.
- [6] Jovanovic V J, Taskinoglu E S, Knight D,et al. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet [R]. AIAA-2004-2649,2004.
- [7] 杨爱玲,郭荣伟. 埋入式进气道设计及气动性能研究[J]. 空气动力学报,1998,16(2):154-161.
YANG Ailing, GUO Rongwei. An investigation on design and performance for a submerged air inlet[J]. Acta Aerodynamic Snica,1998,16(2):154-161.
- [8] 余安远,郭荣伟. 隐身外形飞行器用埋入式进气道设计及起动机性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,南京,2003.
YU Anyuan, GUO Rongwei. A study of the design and flow characteristics for a submerged inlet under a stealthy shaped fuselage [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,Nanjing:2003.
- [9] 孙姝,郭荣伟. 平面埋入式进气道口面参数选择与试验验证[J]. 航空学报,2005,26(3):268-275.
SUN Shu, GUO Rongwei. Experimental research of effects of entrance parameters on performance of submerged Inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Snica,2005,26(3):268-275.
- [10] 杨爱玲,郭荣伟. 二维埋入式进气道的数值分析[J]. 航空学报,1998,16(2):154-161.
YANG Ailing, GUO Rongwei. Numerical simulation of the flow of two dimensional submerged air inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Snica,1999,20(5):450-454.
- [11] Taskinoglu E S, Knight D. Numerical analysis of submerged inlets[R]. AIAA 2002-3147,2002.
- [12] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets-part I[R]. AIAA 2003-1247,2003.
- [13] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets-part II[R]. AIAA 2003-3926,2003.
- [14] Taskinoglu E S, Knight D. Multi-objective shape optimization study for a subsonic submerged inlet[J]. Journal of Propulsion and Power,2004,20(4):448-456.
- [15] SUN Shu, GUO Rongwei. Numerical analysis and experimental validation of a submerged inlet on the plane surface [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2005,18(3):199-205.
- [16] 谭慧俊,郭荣伟. 一种双斜切双压缩面进气道地面流态的数值模拟研究[J]. 航空学报,2002,23(3):197-205.
TAN Huijun, GUO Rongwei. Numerical simulation of a dual-swept/ Dual-ramp inlet under ground running [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Snica,2002,23(3):197-205.
- [17] 谭慧俊,郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟与试验验证[J]. 航空学报,2004,25(6):540-545.
TAN Huijun, GUO Rongwei. Numerical investigation of a Top-Mounted Diverterless Inlet and its Validation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Snica,2004,25(6):540-545.
- [18] TAN Huijun, GUO Rongwei. Design and wind tunnel study of a top-mounted diverterless inlet[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2004,17(2):72-78.